

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.003

## 低桨尖速度旋翼加装格尼襟翼气动性能数值分析

万浩云, 韩东, 王天健

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室/直升机研究院, 南京 210016)

**摘要:** 为探索提升低桨尖速度旋翼升力的可能性, 建立旋翼性能计算模型, 由 UH-60A 直升机飞行试验数据验证了模型正确性, 进一步研究格尼襟翼对低桨尖速度旋翼悬停及前飞性能的影响。结果表明: 悬停时, 格尼襟翼可提升低桨尖速度旋翼拉力, 但伴随功率增加, 拉力系数提升可达 12.00%, 对应功率系数增加 7.98%。在大拉力状态, 格尼襟翼可使旋翼在较低总距下维持与原基准旋翼相同的拉力, 悬停效率显著提升 18.55%。前飞 100 km/h 时, 格尼襟翼拉力系数提升 11.30%, 但功率代价更高, 对应功率系数增加 18.64%。格尼襟翼可增大升阻比, 升阻比提升可达 28.77%。对于低桨尖速度旋翼, 拉力一定时, 格尼襟翼可减小迎角 (Angle of attack, AoA), 增大升阻比, 提升大拉力状态的旋翼气动性能。

**关键词:** 低桨尖速度旋翼; 格尼襟翼; 直升机; 气动性能; 变转速

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2026)02-0277-08

## Numerical Analysis of Aerodynamic Performance of Low Tip-Speed Rotors with Gurney Flaps

WAN Haoyun, HAN Dong, WANG Tianjian

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics/ Helicopter Research Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To explore the potential for increasing lift on low tip-speed rotors, a rotor performance calculation model is established. The flight data of the UH-60A helicopter are utilized to validate this model. Further research is conducted on the influence of the Gurney flap on the hovering and forward flight performance of the low tip-speed rotor. The results indicate that, in hover, Gurney flaps increase rotor thrust but with higher power consumption. The thrust coefficient rises by up to 12.00%, while the power coefficient increases by 7.98%. Under high-thrust conditions, Gurney flaps enable the rotor to maintain the same thrust as the baseline configuration at a reduced collective pitch, thereby significantly improving the figure of merit by 18.55%. In forward flight (100 km/h), the thrust coefficient improves by 11.30%, but with greater power penalty (power coefficient increases by 18.64%). Gurney flaps also improve the lift-to-drag ratio, with a maximum increase of 28.77%. For low tip-speed rotors, at a given thrust, Gurney flaps reduce the angle of attack and increase the lift-to-drag ratio, thereby improving rotor aerodynamic performance in high-thrust conditions.

**Key words:** low tip-speed rotor; Gurney flap; helicopter; aerodynamic performance; variable rotor speed

基金项目: 某专项预研项目(FKFB20231108055)。

收稿日期: 2025-10-10; 修订日期: 2026-01-13

通信作者: 韩东, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: donghan@nuaa.edu.cn。

引用格式: 万浩云, 韩东, 王天健. 低桨尖速度旋翼加装格尼襟翼气动性能数值分析[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(2): 277-284. WAN Haoyun, HAN Dong, WANG Tianjian. Numerical analysis of aerodynamic performance of low tip-speed rotors with Gurney flaps[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2): 277-284.

传统直升机受限于高噪声特性、城市空域安全冗余不足及碳排放问题,其大规模城市应用长期受限<sup>[1]</sup>。相较之下,电动垂直起降飞行器通过低桨尖速度设计显著抑制气动噪声,但需依赖高旋翼实度补偿由此产生的升力损失<sup>[2-3]</sup>。然而,过高的实度将加剧扭矩负荷与功率损耗,制约气动效率<sup>[4]</sup>。针对低桨尖速度旋翼的升力提升需求,需探索高实度之外的替代方案。

格尼襟翼作为微型增升装置可提升翼型气动性能<sup>[5]</sup>,在传统直升机旋翼气动优化领域已形成较完善的研究体系。文献[6]通过风洞试验证实,加装格尼襟翼(高度为弦长的1%)可使旋翼拉力提升约10%,但在翼型升力系数较小时,因阻力增加导致需用功率上升。文献[7]结合实验与CFD模拟,发现格尼襟翼可显著提升桨叶载荷及旋翼扭矩,但其提升效果随总距角增大而弱化。文献[8]针对变转速旋翼指出,固定高度格尼襟翼可扩展85%~100%转速的飞行包线,改善高速前飞时后行侧桨叶的失速特性,高速前飞时格尼襟翼高度增加可显著降低需用功率。文献[9]揭示格尼襟翼升阻比增加随拉力系数与前飞速度减小而递减,需通过主动控制格尼襟翼高度实现功率优化。文献[10]基于NACA0012翼型自转旋翼模型,验证格尼襟翼可降低稳定转速并减小桨盘纵向倾角,从而提高升阻比、降低阻力。文献[11]进行了面向驱动格尼襟翼应用的压电悬臂梁位移分析,为格尼襟翼驱动机构的设计和应用提供参考。然而,现有研究主要集中于高桨尖速度的传统旋翼,涉及低桨尖速度旋翼适配性验证的研究鲜有报道。格尼襟翼以其结构简洁性与增升显著的优势,为提升低桨尖速度旋翼的升力提供了潜在技术路径。尽管格尼襟翼可能带来额外的噪声,但已有研究引入主动控制实现桨毂干扰噪声的降低<sup>[12-13]</sup>,格尼襟翼具备作为低桨尖速度旋翼高实度替代方案的潜力。

本文基于已验证的旋翼性能计算模型,研究格尼襟翼对低桨尖速度旋翼悬停和前飞性能的影响,分析格尼襟翼提升旋翼气动性能的机理。悬停状态下,探讨不同桨尖速度时,旋翼拉力、功率和悬停效率的变化。前飞状态下,讨论旋翼拉力、功率和升阻比的变化。

## 1 旋翼性能计算模型

### 1.1 旋翼模型

本文建模参考文献[8],旋翼模型基于叶素理论,旋翼桨叶视为刚体桨叶,诱导速度利用Pitt-Peters动态入流模型计算,叶素的气动力根据迎角

(Angle of attack, AoA)和马赫数通过查表来确定。直升机性能计算模型包括旋翼模型、机体模型、尾桨模型和前飞配平模型,由UH-60A直升机飞行试验数据验证<sup>[14]</sup>,旋翼参数在表1中列出<sup>[15-17]</sup>,模型预测值与飞行试验值对比如图1所示,对于不同重量系数 $C_w$ ,预测值与试验值均吻合较好。

表1 UH-60A旋翼参数

Table 1 Parameters of UH-60A rotor

参数	数值
旋翼半径 $R_0/m$	8.18
旋翼转速 $\Omega_0/(rad \cdot s^{-1})$	27
桨叶弦长 $c_0/m$	0.527
桨叶扭转	非线性
桨叶翼型	SC1095/SC1094R8
桨叶片数	4

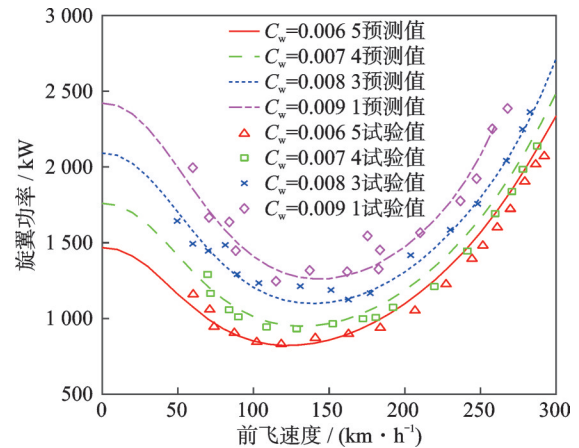


图1 旋翼模型验证

Fig.1 Validation of rotor model

### 1.2 格尼襟翼模型

格尼襟翼如图2所示,其通常垂直于翼型的弦线,安装于翼型后缘。图中, $c$ 为翼型弦长, $h$ 为格尼襟翼高度。

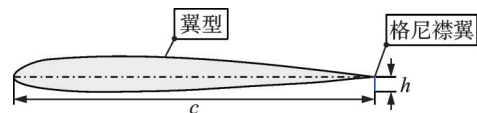


图2 格尼襟翼

Fig.2 Gurney flap

文献[6]研究了NACA0012翼型加装格尼襟翼,给出了格尼襟翼对翼型气动特性影响的公式,其中升力系数和阻力系数可分别表示为

$$C_{L,G} = C_{L,B} + 0.31858 \cdot \left(\frac{h}{c}\right) - 0.07281 \cdot \left(\frac{h}{c}\right)^2 + 0.00693 \cdot \left(\frac{h}{c}\right)^3 \quad (1)$$

$$C_{D,G} = C_{D,B} + 0.135 \cdot C_{D,B}^{-1/3} \cdot \left(\frac{h}{c}\right)^{4/3} \quad (2)$$

式中:  $C_{L,G}$  和  $C_{D,G}$  分别为翼型加装格尼襟翼的升力系数和阻力系数;  $C_{L,B}$  和  $C_{D,B}$  分别为基准翼型的升力系数和阻力系数。

文献[8]对比了翼型加装格尼襟翼基于公式计算结果和试验结果,气动力系数计算值和试验值吻合较好,说明基于公式的格尼襟翼模型可用于气动性能研究。结合旋翼模型和格尼襟翼模型,不包含配平模型,给定总距计算气动性能。已有试验研究表明旋翼加装格尼襟翼安全可靠<sup>[6-7]</sup>,可进一步展开气动性能研究。

## 2 气动性能

旋翼加装格尼襟翼参数在表 2 中列出,其中格尼襟翼高度为弦长的 2.5%,格尼襟翼长度  $l$  为旋翼半径  $R$  的 15%,安装于桨叶展向  $0.7R$  至  $0.85R$ ,如图 3 所示。旋翼转速分别为 80、90、100 rad/s,对应桨尖速度 120、135、150 m/s。

表 2 旋翼加装格尼襟翼参数

Table 2 Parameters of rotors with Gurney flaps

参数	数值
旋翼半径 $R/m$	1.5
桨叶弦长 $c/m$	0.1
桨叶扭转/ $^\circ$	-8
桨叶翼型	NACA0012
桨叶片数	4
格尼襟翼高度 $h/m$	0.002 5
格尼襟翼长度 $l/m$	0.225

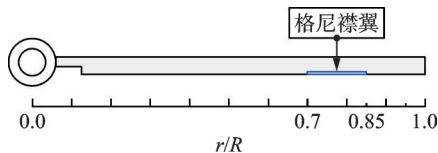


图 3 旋翼加装格尼襟翼位置

Fig.3 Position of Gurney flap on rotor

### 2.1 悬停

旋翼加装格尼襟翼不同总距时的拉力系数如图 4 所示,图中“GF”表示加装格尼襟翼,无 GF 为基准旋翼,下文图中均同。不同转速下拉力系数均提升,总距为  $27.5^\circ$ ,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应拉力系数提升 10.68%、11.29%、12.00%,转速增加,拉力系数减小,拉力提升幅度增加。总距较小时,拉力系数与总距呈线性变化,总距  $27.5^\circ$  时,基准旋翼接近失速,继续增加总距,拉力不再增加,加装格尼襟翼可推迟失速,总距  $27.5^\circ$  时,旋翼拉力仍在增加。

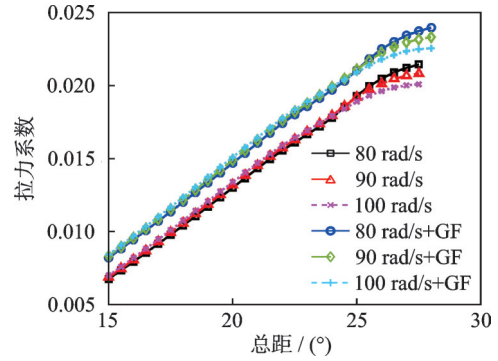


图 4 悬停时旋翼加装格尼襟翼拉力系数

Fig.4 Thrust coefficient of rotor with Gurney flap in hover

旋翼加装格尼襟翼不同总距时的功率系数如图 5 所示。格尼襟翼增大旋翼拉力的同时,会导致旋翼功率增加。总距为  $27.5^\circ$ ,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应功率系数分别增大 9.67%、8.85%、7.98%。旋翼转速较低时,格尼襟翼导致功率增加较多。

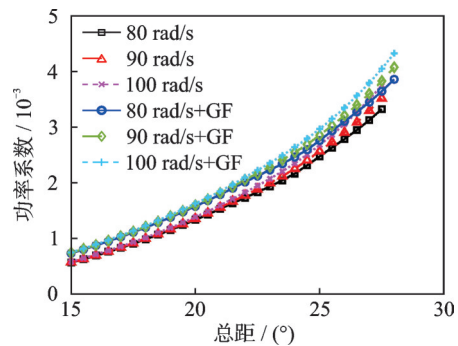


图 5 悬停时旋翼加装格尼襟翼功率系数

Fig.5 Power coefficient of rotor with Gurney flap in hover

旋翼加装格尼襟翼不同总距时的悬停效率如图 6(a) 所示,对应悬停效率提升百分比如图 6(b) 所示。拉力较小时,格尼襟翼导致悬停效率小幅降低,拉力较大时,格尼襟翼提升悬停效率效果显著。拉力系数/实度为 0.15 时,所有转速状态下格尼襟翼均实现悬停效率提升。拉力系数/实度 0.23,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应悬停效率提升 4.29%、8.45%、18.55%。大拉力状态下,基准旋翼总距过大,桨叶剖面迎角过大,悬停效率下降。加装格尼襟翼后,相同拉力条件下总距降低,迎角降低,提高了悬停效率。对于低桨尖速度旋翼,格尼襟翼显著提升了大拉力时的悬停效率。

悬停时,基准旋翼和加装格尼襟翼桨盘迎角如图 7 所示。拉力系数/实度为 0.23,转速为 100 rad/s。由于旋翼桨叶具有负扭(扭转角  $-8^\circ$ ),桨盘迎角分布较均匀。格尼襟翼安装于桨叶展向  $0.7R \sim$

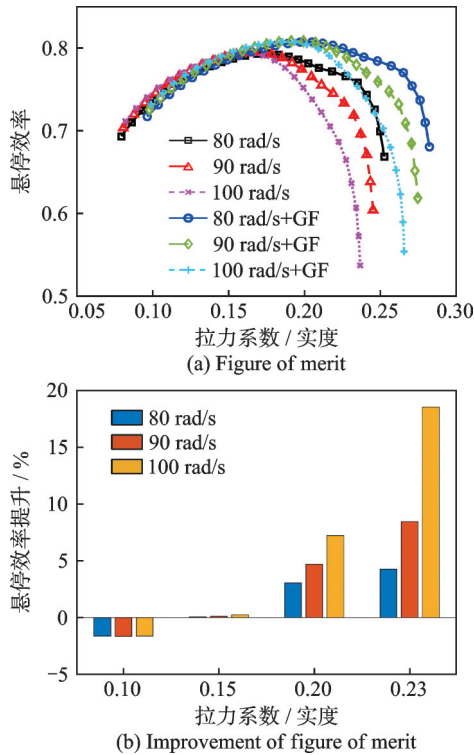


图 6 旋翼加装格尼襟翼悬停效率

Fig.6 Figure of merit of rotor with Gurney flap in hover

0.85R(图 7(b)中虚线区域),进一步优化桨盘迎角分布。相同拉力时,由于加装格尼襟翼可增大升力,旋翼总距降低,进而使整个桨盘区域的迎角普遍减小。迎角的降低直接导致阻力下降,从而减少旋翼的需用功率,最终体现为悬停效率的显著提升。

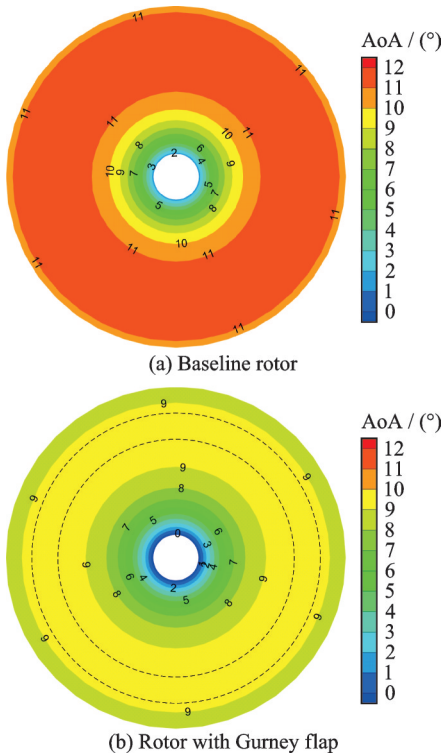


图 7 悬停时旋翼桨盘迎角分布

Fig.7 Distribution of AoA over rotor disk in hover

悬停时,基准旋翼和加装格尼襟翼桨盘升阻比(L/D)如图 8 所示。拉力系数/实度为 0.23,转速为 100 rad/s。不论是否位于格尼襟翼所覆盖的桨叶展向区段(0.7R~0.85R,图 8(b)中虚线区域),升阻比都得到提升,从而有效提升了整个桨叶的工作效率,在整体上显著提高了旋翼的悬停效率。

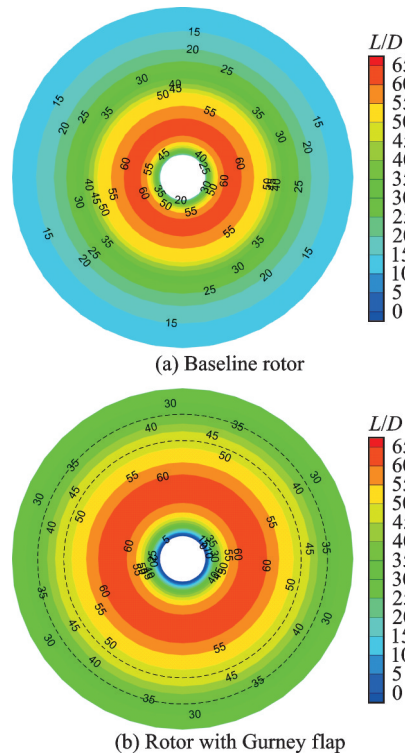


图 8 悬停时旋翼桨盘升阻比分布

Fig.8 Distribution of lift-to-drag ratio over rotor disk in hover

### 2.2 前飞 50 km/h

前飞速度为 50 km/h,旋翼加装格尼襟翼不同总距时的拉力系数曲线如图 9 所示。不同转速下拉力系数均提升,总距为 21.5°,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应拉力系数提升 10.24%、10.48%、10.73%。相同总距时,转速增加,拉力系数减小,拉力提升小幅增加。

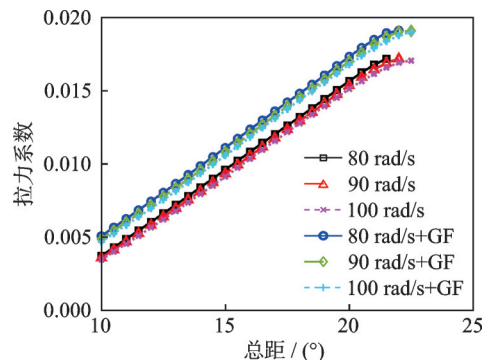


图 9 前飞 50 km/h 时旋翼加装格尼襟翼拉力系数

Fig.9 Thrust coefficient of rotor with Gurney flap in forward flight at 50 km/h

前飞速度为 50 km/h,旋翼加装格尼襟翼不同总距时的功率系数曲线如图 10 所示。总距为  $21.5^\circ$ ,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应功率系数分别增大 14.28%、13.96%、13.31%。对比悬停时,格尼襟翼导致功率增加更显著。

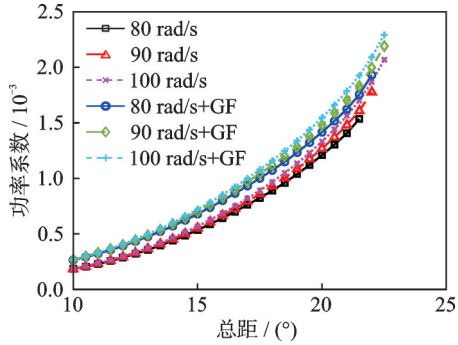


图 10 前飞 50 km/h 时旋翼加装格尼襟翼功率

Fig.10 Power coefficient of rotor with Gurney flap in forward flight at 50 km/h

前飞速度为 50 km/h,旋翼加装格尼襟翼不同总距时的升阻比曲线如图 11 所示,其中旋翼升阻比是旋翼拉力和前飞速度的积,与旋翼功率的比值。拉力较小时,格尼襟翼导致升阻比降低,拉力较大时,格尼襟翼可增大升阻比。拉力系数/实度 0.2,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应升阻比分别提升 7.80%、12.08%、23.39%。转速增加,旋翼加装格尼襟翼升阻比提升效果更显著。

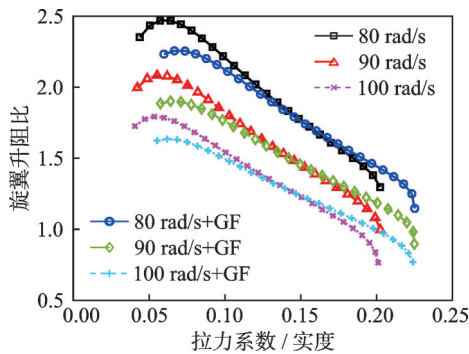


图 11 前飞 50 km/h 时旋翼加装格尼襟翼升阻比

Fig.11 Lift-to-drag ratio of rotor with Gurney flap in forward flight at 50 km/h

前飞速度为 50 km/h,基准旋翼和加装格尼襟翼桨盘迎角分布如图 12 所示。拉力系数/实度为 0.2,转速为 100 rad/s。旋翼模型只有总距输入,周期变距为 0。相同拉力时,格尼襟翼提供的额外升力使得旋翼总距得以降低,进而引起桨盘整体迎角普遍下降。迎角的降低有助于延缓气流分离,提升旋翼前飞性能。

前飞速度为 50 km/h,基准旋翼和加装格尼襟翼桨盘升阻比分布如图 13 所示。拉力系数/实度

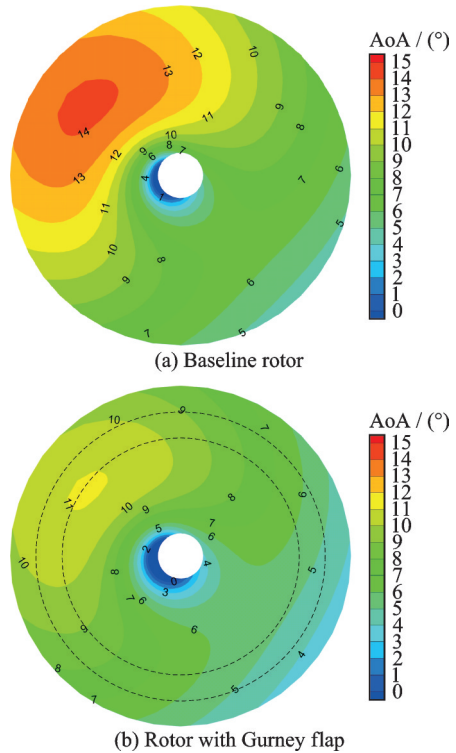


图 12 前飞 50 km/h 时旋翼桨盘迎角分布

Fig.12 Distribution of AoA over rotor disk in forward flight at 50 km/h

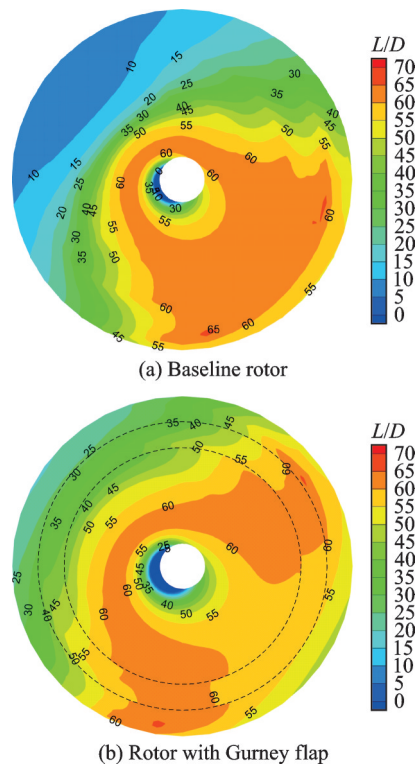


图 13 前飞 50 km/h 时旋翼桨盘升阻比分布

Fig.13 Distribution of lift-to-drag ratio over rotor disk in forward flight at 50 km/h

为 0.2,转速为 100 rad/s。旋翼模型只有总距输入,周期变距为 0。相同拉力时,格尼襟翼不仅有效提升了桨盘升阻比,还改变了桨盘升阻比的分布。这

一改变使得旋翼在前飞过程中能够以更高的效率工作,从而在整体上显著提高前飞状态下的旋翼升阻比,提升可达 23.39%。

### 2.3 前飞 100 km/h

前飞速度为 100 km/h,旋翼加装格尼襟翼不同总距时的拉力系数如图 14 所示。不同转速下拉力系数均提升,总距为 17.5°,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应拉力系数提升 9.18%,11.07%,11.30%。对比前飞 50 km/h,拉力提升幅度接近。

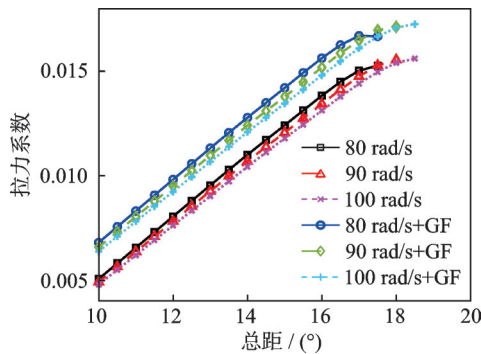


图 14 前飞 100 km/h 时旋翼加装格尼襟翼拉力系数  
Fig.14 Thrust coefficient of rotor with Gurney flap in forward flight at 100 km/h

前飞速度为 100 km/h,旋翼加装格尼襟翼不同总距时的功率系数如图 15 所示。总距为 17.5°,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应功率系数增大 23.44%、20.14%、18.64%。对比前飞 50 km/h,功率增加幅度更大。

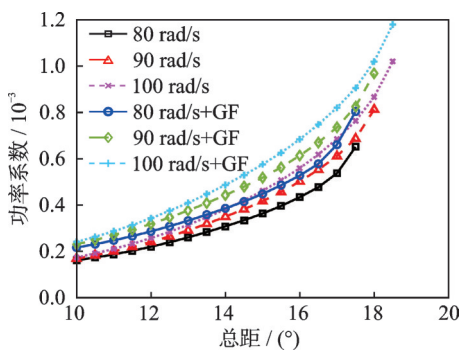


图 15 前飞 100 km/h 时旋翼加装格尼襟翼功率  
Fig.15 Power coefficient of rotor with Gurney flap in forward flight at 100 km/h

前飞速度为 100 km/h,旋翼加装格尼襟翼不同总距时的升阻比曲线如图 16 所示。拉力系数/实度 0.18,转速分别为 80、90、100 rad/s,对应升阻比提升 28.77%、10.38%、14.29%。与前飞 50 km/h 不同,转速为 80 rad/s,旋翼加装格尼襟翼升阻比提升效果最好。

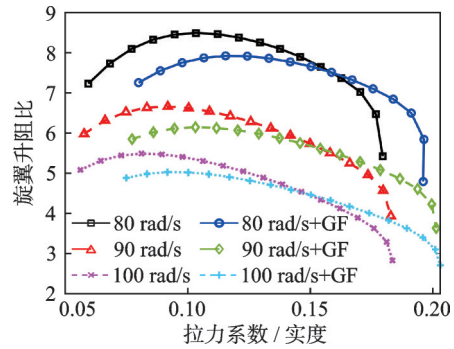


图 16 前飞 100 km/h 时旋翼加装格尼襟翼升阻比  
Fig.16 Lift-to-drag ratio of rotor with Gurney flap in forward flight at 100 km/h

前飞速度为 100 km/h,基准旋翼和加装格尼襟翼桨盘迎角分布如图 17 所示。拉力系数/实度为 0.18,转速为 100 rad/s。旋翼模型只有总距输入,周期变距为 0。在相同拉力条件下,格尼襟翼提供的额外升力使得旋翼总距得以降低,进而引起桨盘整体迎角普遍下降。迎角的降低有助于延缓气流分离,提升旋翼前飞性能。

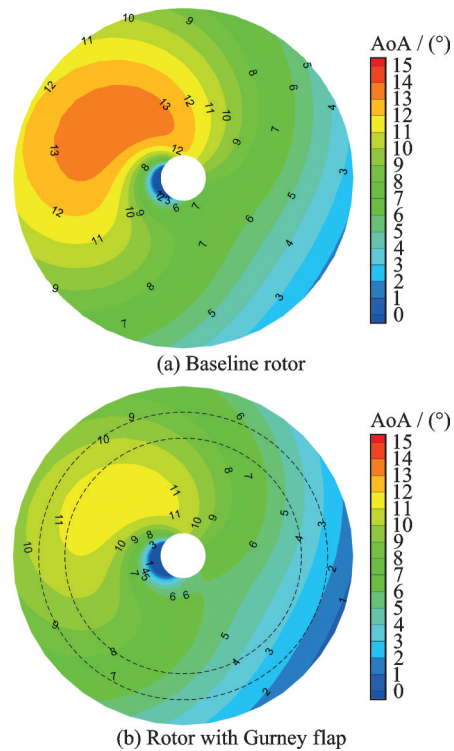


图 17 前飞 100 km/h 时旋翼桨盘迎角分布  
Fig.17 Distribution of AoA over rotor disk in forward flight at 100 km/h

前飞速度为 100 km/h,基准旋翼和加装格尼襟翼桨盘升阻比分布如图 18 所示。拉力系数/实度为 0.18,转速为 100 rad/s。旋翼模型只有总距输入,周期变距为 0。在相同拉力条件下,格尼襟翼不仅有效提升了桨盘升阻比,还改变了桨盘升阻比的分布。在格尼襟翼所覆盖的桨叶展向区段

( $0.7R \sim 0.85R$ ), 升阻比获得明显提高。这一改变使得旋翼在前飞过程中能够以更高的效率工作, 从而在整体上提高前飞状态下的旋翼升阻比, 当前转速提升 14.29%, 转速降低至 80 rad/s, 提升幅度可达 28.77%。

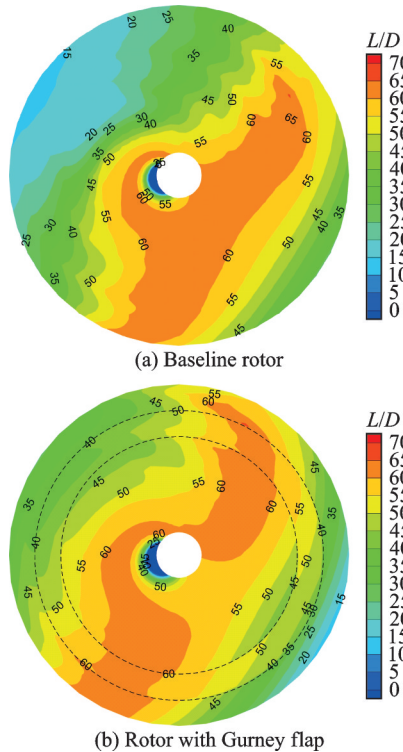


图 18 前飞 100 km/h 时旋翼桨盘升阻比分布

Fig.18 Distribution of lift-to-drag ratio over rotor disk in forward flight at 100 km/h

### 3 结 论

本文通过旋翼性能计算模型分析了格尼襟翼对低桨尖速度旋翼气动性能的影响, 探讨了不同桨尖速度时, 悬停状态拉力、功率和悬停效率的变化, 前飞状态拉力、功率和升阻比的变化, 主要结论如下:

(1) 悬停时, 格尼襟翼可提升低桨尖速度旋翼拉力, 但伴随功率增加, 不同桨尖速度的拉力或功率增加幅度接近, 拉力系数提升可达 12.00%, 对应功率系数增加 7.98%。

(2) 格尼襟翼提高气动性能主要体现于大拉力区, 拉力系数/实度为 0.23 时, 悬停效率提升 18.55%。相同拉力时, 由于加装格尼襟翼可增大升力, 旋翼总距降低, 桨盘迎角普遍降低, 升阻比提升, 从而提高了悬停效率。

(3) 前飞 50 km/h 时, 旋翼加装格尼襟翼拉力增加 10.73%, 对应功率系数增加 13.31%。拉力系数/实度为 0.2 时, 旋翼升阻比提升可达 23.39%。

(4) 前飞 100 km/h 时, 旋翼加装格尼襟翼拉力

增加 11.30%, 但功率代价更高, 对应功率系数增加 18.64%。拉力系数/实度为 0.18 时, 旋翼升阻比提升可达 28.77%。

(5) 前飞时, 格尼襟翼提供的额外升力使得旋翼总距得以降低, 进而引起桨盘整体迎角普遍下降。格尼襟翼不仅有效提升了桨盘升阻比, 还改变了桨盘升阻比的分布, 从而在整体上显著提高前飞状态下的旋翼升阻比。

### 参考文献:

- [1] 邓景辉. 电动垂直起降飞行器的技术现状与发展[J]. 航空学报, 2024, 45(5): 529937.  
DENG Jinghui. Technical status and development of electric vertical take-off and landing aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 529937.
- [2] FLEMING J, LANGFORD M, GOLD J, et al. Measured acoustic characteristics of low tip speed eVTOL rotors in hover [C]//Proceedings of the 78th Vertical Flight Society Annual Forum and Technology Display. Ft. Worth, TX, USA: Vertical Flight Society, 2022.
- [3] LEI Z. Flight performance estimation of eVTOL aircraft using synthesis of aerodynamics theories of rotorcraft and fixed-wing aircraft [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 41(1): 35-42.
- [4] GANDHI F, PEPE J, SMITH B. High solidity, low tip-speed rotors for reduced eVTOL tonal noise [C]//Proceedings of the 78th Vertical Flight Society Annual Forum and Technology Display. Ft. Worth, TX, USA: Vertical Flight Society, 2022.
- [5] GENEST B, DUMAS G. Numerical investigation into single and double Gurney flaps for improving airfoil performance [J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(6): 1832-1846.
- [6] KENTFIELD J. The potential of Gurney flaps for improving the aerodynamic performance of helicopter rotors: AIAA-93-4883[R]. [S.l.]: AIAA, 1993.
- [7] GIBERTINI G, ZANOTTI A, DROANDI G, et al. Experimental investigation of a helicopter rotor with Gurney flaps [J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(1236): 191-212.
- [8] HAN D, DONG C, BARAKOS G N. Performance improvement of variable speed rotors by Gurney flaps [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 81: 118-127.
- [9] 张勇刚, 崔钊, 韩东, 等. 加装格尼襟翼旋翼的直升机飞行性能 [J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2208-2217.  
ZHANG Yonggang, CUI Zhao, HAN Dong, et al.

- Flight performance of helicopter rotors with Gurney flaps[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(7): 2208-2217.
- [10] 崔钊, 韩东, 李建波, 等. 加装格尼襟翼的自转旋翼气动特性研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(10): 1791-1799.
- CUI Zhao, HAN Dong, LI Jianbo, et al. Study on aerodynamic characteristics of auto-rotating rotors with Gurney flaps[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(10): 1791-1799.
- [11] 张英杰, 韩东, 闫冰. 面向驱动格尼襟翼应用的压电悬臂梁位移分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(2): 227-232.
- ZHANG Yingjie, HAN Dong, YAN Bing. Displacement analysis of piezoelectric cantilevered beam for Gurney flaps[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(2): 227-232.
- [12] PADTHE A K. Active vibration and noise alleviation in rotorcraft using microflaps[D]. Michigan: University of Michigan, 2011.
- [13] PADTHE A K, FRIEDMANN P P, CHIA M H, et al. Comprehensive numerical assessment of rotorcraft vibration and noise control using microflaps[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(4): 1113-1130.
- [14] YEO H, BOUSMAN W G, JOHNSON W. Performance analysis of a utility helicopter with standard and advanced rotors[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49(3): 250-270.
- [15] HILBERT K B. A mathematical model of the UH-60 helicopter: NASA-TM-85890[R]. [S. l.]: NASA, 1984.
- [16] BUCKANIN R M, HERBST M K, LOCKWOOD R A, et al. Airworthiness and flight characteristics test of a sixth year production UH-60A: USA AEFA Project No. 83-24[R]. [S.l.]: AEFA, 1985.
- [17] NAGATA J I, PIOTROWSKI J L, YOUNG C J, et al. Baseline performance verification of the 12th year production UH-60A Black Hawk helicopter: USAAEFA Project No. 87-32[R]. [S. l.]: NASA, 1989.

(编辑: 孙静)